非対称超音速ノズル流に関する研究^{*1} Study on Unsymmetrical Supersonic Nozzle Flows

松 尾 繁^{*2}・渡 辺 安^{*3}
Shigeru MATSUO, Yasushi WATANABE
東 野 文 男^{*2}
and Fumio HIGASHINO

Key Words: Compressible Flows, Unsteady Flows, Nozzle Flows, Pseudo Shock Waves, Visualization, Experimental Study

Abstract

The shape of scramjet-engine utilized for a space vehicle may be unsymmetrical in general. Supersonic flows generated in such asymmetric nozzle are very unstable due to pseudo-shock waves. To analyze the effects of the nozzle contour on the flow, three kinds of nozzle configuration were examined experimentally. The interaction of supersonic expansion flows in the nozzle with the boundary layer developed on a nozzle wall was investigated by applying a Mach-Zehnder interferometer. This used an Argon-Ion laser with an electro-magnetic shutter (AOM and EOM) as the light source. The frequency of the pseudo-shocks was not affected by the flow velocity at the nozzle entrance but was affected by the nozzle configuration. It is possible to measure the density distribution in supersonic unsteady flow fields quantitatively by using the present optical system.

1. ま え が き

近年、先進各国でスクラムジェットエンジンに関する研究が盛んに行われている。我国でもインテーク内の流れ、燃焼器内の反応流、ノズルの内部流と外部流との干渉などについて実験的および理論的に研究が進められている^{1,2)}。スクラムジェットエンジンは、飛行マッハ数が4~25の広い範囲を担うエアロスペースプレーン用のエンジンとして有望視されている。スクラムジェットエンジンの構成は主に空気取り入れ口、燃焼器、後部ノズルの三つの部分に大別されるが、特に後部ノズルは機体組み込み型となるため非対称な形状になるものと予想される。またそのノズルはスクラ

ムジェットエンジンの推力の大部分を発生するためエンジンの性能に大きく影響を及ぼす。よって飛行体が効率よく安定に飛行するためには、ノズルの内部流や内部流と外部流との干渉等を研究し、把握することが重要な課題となっている³⁾。

従来の研究では推力を効率よく得るために後部ノズル内の流れは若干の不足膨張が望ましいことが報告されている⁴⁾。そのため理論的および実験的研究においてノズルの出口で不足膨張の流れを扱った研究が多い^{5,6)}。しかし不足膨張流れの場合に限らず、非対称超音速ノズル内の流れに関する研究は、高圧弁やガスの拡散問題、騒音の問題、ターボ機械等への応用としても重要であると考えられる⁷⁾。さらに流路内に衝撃波を伴う流れは、空気吸い込み式のエンジンのインテーク内にも見ることができ⁸⁾。流路内に発生した衝撃波は境界層との干渉により流れ方向に振動するが、干渉の程度が強い場合には擬似衝撃波⁹⁾を形成し流れを不安定にすることがわかっている。このような衝撃波の振動により、燃焼の不安定性やインテークの不始動状態を引き起こすことが報告されている⁸⁾。その他にも、衝撃波と境界層との干渉による擬似衝撃波の振動が機器類の振動や騒音等の原因になり、それらを防止するために衝撃波と境界層との干渉に関する研究を行うことが重要である¹⁰⁾。

そこで本研究ではノズル形状が衝撃波と境界層との干渉に及ぼす影響を調べるために非対称ノズルを3種類製作し、ノズル入り口の流れのマッハ数が1.12~1.53の範囲で実験を行った。そしてシュリーレン法とマッハツェンダー干渉計による等密度干渉縞法を用いて、ノズル内の流れの様子を比較した。さらに光源には連続光であるアルゴン・イオン・レーザーを用い、シャッターに光変調器であるEOM, AOM

^{*1} 平成4年4月9日原稿受理

^{*2} 東京農工大学工学部

^{*3} 東京農工大学大学院

第1図 衝撃波管の概要図 (単位: mm)

(a) ノズル1の詳細 (単位: mm)

(b) ノズル2の詳細 (単位: mm)

(c) ノズル3の詳細 (単位: mm)

第2図 ノズル形状の詳細図

を使用したマッハツェンダー干渉計による等密度干渉縞法により流れの密度分布を求めた。

2. 実験装置および方法

第1図に本実験で用いた衝撃波管の概要図を示す。この衝撃波管の高圧部は、内径 70 mm、長さ 1 m のスチール製の円管であり、低圧部が内径 50 mm、長さ 3 m のステンレス製の円管から構成されている。そしてこの衝撃波管の低圧部の管端には、非対称ノズルが取り付けられている。第1図に示す光学系はマッハツェンダー干渉計の配置図を示す。

本実験で用いた3種類のノズル形状の詳細図を第2

第1表 実験条件

Nozzle 1		Nozzle 2		Nozzle 3	
Initial Pressure Ratio (P_4/P_1)	Mach Number of Flow at Nozzle Entrance (M_2)	Initial Pressure Ratio (P_4/P_1)	Mach Number of Flow at Nozzle Entrance (M_2)	Initial Pressure Ratio (P_4/P_1)	Mach Number of Flow at Nozzle Entrance (M_2)
6.00	1.12	6.00	1.26	6.00	1.18
8.90	1.13	12.0	1.36	24.0	1.23
12.7	1.14	24.0	1.46	150	1.36
17.5	1.17	150	1.53	—	—

図(a)~(c)に示す。第2図(a)~(c)に示すノズルの形状をそれぞれノズル1、ノズル2、ノズル3とする。ノズル1、ノズル2は主にノズル形状が衝撃波と境界層との干渉に及ぼす影響を調べるために使用した。また、ノズル3は主にノズル内で擬似衝撃波が振動する場合、ノズル下壁先端部付近で過膨張、不足膨張の場合のそれぞれについてノズル下壁面上の密度分布を測定するために使用した。

可視化方法には、ノズル1の実験では光源に有機色素レーザー (Synergetics Research 社製, Chomabeam 1050) を使用したシュリーレン法を、ノズル2、ノズル3に対しては光源にキセノンフラッシュランプ (菅原研究所(株)社製, MF-80) を使用したシュリーレン法を用いた。更にノズル2に対しては流れを連続的に撮影するためイメージ・コンバーター・カメラ (Hadland Photonics Limited 社製, IMACON 790) を使用したシュリーレン法により、ノズル3ではアルゴン・イオン・レーザー (Ion Laser Technology 社製, 5500 A) を用いたマッハツェンダー干渉計による等密度干渉縞法により可視化を行った。なお第3図以降の時間 t は、第1図の圧力センサー No.1 の位置に伝達衝撃波が到達した瞬間の時刻を 0 とし、それからの経過時間を示している。センサー No.1 からの出力により、第1図に示すアンプ、遅延装置、パルスジェネレータを通して、有機色素レーザー、キセノンフラッシュランプおよび EOM (Electro-Optic Modulator), AOM (Acoust-Optic Modulator) を駆動させる。

実験は第1表に示す条件のもとで行った。なお、駆動気体および作動気体にはそれぞれ空気を用いており、表中に示すノズル入口の流れのマッハ数 M_2 は高圧部の初期圧力を 600 kPa の一定とし、低圧部の初期圧力を変えることにより変化させた。

3. 実験結果および考察

3.1 ノズル内の流れの光学観察 第3図(a)~(d)は、ノズル2の入口マッハ数 M_2 が 1.36 の場合のシュリーレン写真を示している。この一連の写真から先頭衝撃波が発生し下流に伝播していく様子がわかる。この先頭衝撃波はノズルの角部で厚くなった境界層に超音速流れが干渉することにより発生している様子がわかる。またノズル下壁面上の境界層は、第3図(c)からわかるように膨張波領域内で流れが加速しているにもかかわらず次第に厚くなり、先頭衝撃波との干渉で剝離しているのがわかる。この境界層と先頭衝撃波との干渉の程度は、先頭衝撃波が下流に伝播するにつれ衝撃波上流の流れのマッハ数が大きくなるため次第に強くなる。そして写真には現れていないが、この干渉がある程度強くなるとノズル下流に擬似衝撃波が形成される。

第4図(a), (b), (c)はそれぞれノズル1, 2, 3に対するシュリーレン写真の一例で、それぞれのノズル内に発生する擬似衝撃波の可視化写真である。これら一連の写真に対する入り口マッハ数 M_2 はそれぞれ 1.12, 1.36, 1.18 である。なお流れの方向は左から右である。またこのような写真を連続的に撮影した結果、超音速流が境界層と干渉して発生した擬似衝撃波は流れの軸方向に激しく振動することがわかった。

3.2 衝撃波の振動 第5図にノズル1, 2, 3に対するシュリーレン写真から測定した先頭衝撃波の位置の時間的変化の様子を示す。この図の縦軸は第2図に示すノズルの角部から先頭衝撃波のマッハディスクまでの距離 L をノズル入り口平行部の高さ D で割って無次元化した値 L/D を、横軸には時間 t を示している。この図から先頭衝撃波の振動の周波数は実験条件により異なるものの、数百 Hz オーダーであることがわかる。なお、この図はスチルカメラによる各実験ごとのシュリーレン写真から測定した結果である。よ

第3図 先頭衝撃波の形成を示すシュリーレン写真 (Nozzle 2: $M_2=1.36$)

第4図 擬似衝撃波のシュリーレン写真

ってノズル内の流れの再現性を確かめるために、イメージ・コンバーター・カメラを使用して観察した。そして先頭衝撃波の位置と時間との関係を調べて第5図と比較した。その結果、両者はほぼ一致することが確認されたので流れの再現性はよいものと考えられる。

次に第6図は先頭衝撃波の振動の周波数 f と入り口マッハ数 M_2 との関係、および先頭衝撃波の振動の振幅と入り口マッハ数 M_2 との関係を示す。また、この図の縦軸は先頭衝撃波の振動の振幅 $\Delta L/D$ 、および

振動の周波数 f を、横軸はノズル入り口の流れのマッハ数 M_2 を示している。なお、図中の $\Delta L/D$ は第5図で示される先頭衝撃波の振動位置の極大値と極小値との差を示している。従来の研究では擬似衝撃波の振動の振幅は先頭衝撃波直前の気流のマッハ数が多いほど大きくなることが報告されている¹¹⁾。しかし本実験では、第6図からノズル1ではそのような傾向が少しみられるが、その他のノズルでは先頭衝撃波の振動の振幅はノズル入り口の流れのマッハ数 M_2 にはあまり影響されないことがわかった。また先頭衝撃波の振

第5図 先頭衝撃波の位置の変化

第6図 先頭衝撃波の振動の振幅と周波数に及ぼすマッハ数の影響

動の振幅はノズルの形状に大きく影響され、先頭衝撃波の振動の周波数が高いときは振幅は小さくなる傾向があることがわかる。

第5, 6図から先頭衝撃波の振動の様子はノズル形状に大きく影響されることがわかったが、この原因として考えられることは、境界層と膨張流との干渉が考えられる。ノズル1ではノズル平行部の上壁および下壁の角部から膨張波が発生し、これがノズル上壁、下壁面上の境界層と干渉する。ところがノズル2ではノズル平行部の上壁からのみ膨張波が発生するので、ノズル下壁面上の境界層だけが膨張波の影響を受ける。このように膨張波と境界層との干渉の程度がノズル形状により異なるため、先頭衝撃波の振動の様子に変化が生ずるものと考えられる。

3.3 アルゴン・イオン・レーザー (CW) による流れの可視化 第7図に光源にアルゴン・イオン・レーザーを使用したマッハツェンダー干渉計の配置図を示す。このアルゴン・イオン・レーザー (Ion Laser Technology 社製, 5100 Å) は連続光であるので、光学観察用のシャッターとして電気光学効果であるポッケルス効果を利用した EOM (Conoptics 社製, モデル 10) と音響光学効果であるブラッグ回折を利用した AOM (日本レーザー社製, AOM-80 B) を併用した。

第7図 マッハツェンダー干渉計の配置図

二つのシャッターを併用したのは、EOM, AOM に使用した素子には光学的性質による光の漏れがあり、どちらか一方だけの使用ではフィルム面上に漏れた光により露光する可能性があるためである。なおこの光の漏れを表すパラメータとして消光比があるが、今回用いた EOM ではそれが 1:200, AOM では 1:1000 である。そしてこの二つの光変調器を用いてレーザーパワーを数 μW 以内に抑えればフィルム面上の露光を十分小さくできることを確認した。このようなシステムを用いる利点として、EOM, AOM はその性質上、制御が非常に簡単であり、入力信号のパルス幅を変化させることにより露光時間を自由に変化させることができる。また入力信号を連続で 2 回入力すればダブルパルスレーザーのような使い方もできること、さらに比較的安価に光学系を構成することができるなどがあげられる。

今回の実験ではまず始めに、シャドウグラフ法による流れの可視化を行った。第 8 図(a)は露光時間が $4\mu\text{s}$ の場合の伝達衝撃波の可視化写真である。また、第 8 図(b)は露光時間が $5\mu\text{s}$ の場合の擬似衝撃波の

可視化写真を示している。両図より、このシステムを利用したシャドウグラフ法では、スペックルパターンが多少確認できるが、露光時間が長いにもかかわらず鮮明な写真を得ることができた。

次にこのシステムとマッハツェンダー干渉計を併用した等密度干渉縞法により、ノズル 3 に対するノズル内の流れを可視化した。第 9 図(a)は入り口マッハ数 M_2 が 1.18 でノズル内に擬似衝撃波が発生する場合、第 9 図(b)は入り口マッハ数 M_2 が 1.23 であり、ノ

(a) $4\mu\text{s}$: $t=0.75\text{ ms}$

(b) $5\mu\text{s}$: $t=3.00\text{ ms}$

第 8 図 シャドウグラフ法による可視化写真 (Nozzle 2 : $M_2=1.26$)

(a) 擬似衝撃波が発生する場合 ($M_2=1.18$)

(b) 流れが過膨張の場合 ($M_2=1.23$)

第 9 図 等密度干渉縞写真 (Nozzle 3)

第 10 図 ノズル下壁面上の密度とマッハ数分布 (Nozzle 3)

ズル下壁先端部付近で過膨張の場合の等密度干涉縞写真である。今回使用したアルゴン・イオン・レーザーのレーザーパワーは 100 mW と小さいこと、およびマッハツェンダー干涉計に使用したビームスプリッタの影響でシャドウグラフ法と比べ光量が半減する等の理由から、第9図(a), (b)に示す写真の露光時間は 20 μ s と長くとした。しかし、このように露光時間を長くしたり、フィルムの感度を上げれば比較的パワーの小さいレーザーでも他のシュリーレン法と定性的に一致する鮮明な写真が得られることがわかった。また、マッハツェンダー干涉計による等密度干涉縞法を応用すると流れ場の密度分布を求めることができるので、本実験で使用したノズル3の下壁面上の密度分布を測定した。一方ノズル下壁面上に貼ったテープより発生するマッハ波からマッハ角を測定することにより、ノズル下壁面上に沿っての流れのマッハ数分布を求めた。その結果を第10図に示す。この図の縦軸は測定した密度を低圧部初期密度で割って無次元化した値 ρ/ρ_1 とノズル内の流れのマッハ数 M を示し、横軸は測定位置までの距離 L をノズル入り口平行部の高さ D で割って無次元化した値 L/D を示している。なおこの図はノズル角部から先頭衝撃波の位置までの領域で測定した結果である。図より、入り口マッハ数 M_2 が 1.23 の場合、マッハ数分布は L/D が約 2~4 の間ではほぼ一定となり、その領域では密度変化もゆるやかになることがわかる。これは、ノズルの角部から発生する膨張波が有心膨張波であるため、膨張波がノズル下壁および上壁面上で反射を繰り返す過程で、ノズルの内部に膨張波の影響を受けない領域が生じてしまうためであると考えられる。また入り口マッハ数 M_2 が 1.18 の場合には、シュリーレン写真より L/D が 2.5 以上で擬似衝撃波が観察されるが、これを等密度干涉縞法で可視化した場合には、本実験のシステムでは光量の時間的な制約があるために先頭衝撃波背後の縞が不鮮明となり、あまり正確な測定を行うことができなかった。しかし密度などの物理量の時間的な変化が小さい領域では今回のシステムにより、流れの定量的な解析を行うことが可能であることがわかる。

4. ま と め

本研究では、ノズル入り口マッハ数が 1.12~1.53 の場合について、3種類の非対称超音速ノズル内の流

れをシュリーレン法とマッハツェンダー干涉計による等密度干涉縞法により可視化した。その結果次のことがわかった。

(1) 擬似衝撃波の振動の周波数は、本実験で使用したノズルにおいて数百 Hz のオーダーであり、入り口マッハ数 M_2 にはあまり影響されずにノズルの形状により変化することがわかった。また擬似衝撃波の振動の振幅が変化するのは、先頭衝撃波の上流の境界層とノズルの角部から発生する膨張流との干渉の程度がノズルの形状により異なるためと考えられる。

(2) 今回の実験で用いたマッハツェンダー干涉計のシステムによる等密度干涉縞法では、ノズル内の流れをかなり鮮明に可視化することができた。また密度の時間的な変化が小さい領域では、このシステムによる密度の定量的測定が可能であることがわかった。

参考文献

- 1) Henry, J. R. and Anderson, Y. G.: Design Consideration for the Airframe-Integrated Scramjet, 1st International Symposium on Air Breathing Engines, 1972, pp. 1-37.
- 2) Inoue, Y., Hayashi, K., Fujiwara, T., Miyake, S. and Katsurahara, T.: Numerical Analysis of RCS Jet in Hypersonic Flights, International Pacific Air & Space Technology Conference and 29th Aircraft Symposium Proceedings, P-246, 1991, pp. 767-774.
- 3) 鎮西信夫, 升谷五郎: スクラムジェットマッハ 4~25 を目指して一, 日本航空宇宙学会誌, 35 (1987), pp. 241-252.
- 4) Lewis, W. G. E., Herd, R. J. and Herbert, M. V.: Lift Characteristics of Asymmetric Exhaust Nozzles at High Flight Speeds, J. of the Royal Aeronautical Society, 70 (1966), pp. 1036-1040.
- 5) Hopkins, H. B. and Konopka, W.: Validation of Scramjet Exhaust Simulation Technique at Mach 6, NASA Contractor Report 3003, 1979.
- 6) Harloff, G. J., Lai, H. T. and Nelson, E. S.: Two-Dimensional Viscous Flow Computations of Hypersonic Scramjet Nozzle Flowfields at Design and Off-Design Conditions, AIAA Paper, 88-3280, 1988.
- 7) Wlezien, R. W. and Kibens, V.: Influence of Nozzle Asymmetry on Supersonic Jets, AIAA J., 26 (1988), pp. 27-33.
- 8) Sajben, M., Bogar, T. J. and Kroutil, J. C.: Experimental Study of Flows in a Two-Dimensional Inlet Model, J. Propulsion, 1 (1985), pp. 109-117.
- 9) Crocco, L.: Fundamentals of Gas Dynamics, Sec. B., Ed. Princeton Univ. Press, Emmons, H. W., 1958.
- 10) 松尾一泰: 擬似衝撃波について, ながれ, 6 (1987), pp. 308-318.
- 11) 生井武文, 松尾一泰, 永井 実, 本城正信: 擬似衝撃波の振動現象, 機論 (第2部), 40-330 (1974), pp. 446-458.